

JAXA宇宙科学研究本部の高速気流総合実験設備を利用した風洞実験：実施報告

著者	木村 博幸，羽田 尚太，工藤 摩耶，溝端 一秀，湊 亮二郎，棚次 亘弘
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2005
ページ	45-54
発行年	2006-08
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008658

JAXA宇宙科学研究本部の高速気流総合実験設備を利用した風洞実験：実施報告

著者	木村 博幸，羽田 尚太，工藤 摩耶，溝端 一秀，湊 亮二郎，棚次 亘弘
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2005
ページ	45-54
発行年	2006-08
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008658

JAXA 宇宙科学研究本部の高速気流総合実験設備を利用した風洞試験 - 実施報告

○木村 博幸(生産情報システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
羽田 尚太(機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
工藤 摩耶(機械システム工学科 航空宇宙機システム研究室)
溝端 一秀(機械システム工学科 助教授)
湊 亮二郎(機械システム工学科 助手)
棚次 亘弘(航空宇宙機システム研究センター長, 教育研究等支援機構 教授)

1. 試験の概要

1.1. 試験題目

「可変翼機構と模擬エンジンを搭載した小型超音速無人機模型の空力特性の測定」

1.2. 試験の目的

航空宇宙機システム研究センター（APReC）では、国内 4 大学（室蘭工業大学、東京大学、九州大学、大阪府立大学）による連携の下、小型超音速無人飛行機の研究開発プロジェクトを進めている[1]。同プロジェクトでは、その第 1 次機体形状案（2005 年度機体形状案）として、2 つのタイプの機体形状を提案し、それらの空力設計を進めてきた。本試験では、それらの風洞試験用供試体模型を用いて、基礎空力特性データを取得する。

1.3. 試験実施期間

平成 17 年 8 月 22 日（月）～8 月 26 日（金），
平成 17 年 8 月 29 日（月）～9 月 2 日（金）（述べ 10 日間）。

1.4. 試験従事者

本風洞試験の従事者を表 1 に、宇宙科学研究本部内共同研究者および風洞試験設備利用補佐者を表 2 にまとめる。

表 1 風洞試験従事者

氏名	所属	職名／学年	備考	従事期間
棚次 亘弘	室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター	センター長・教授	研究代表者	8 月 22 日～8 月 25 日
新井 隆景	大阪府立大学 大学院工学研究科 航空宇宙海洋系専攻	教授		8 月 29 日～8 月 30 日
溝端 一秀	室蘭工業大学 機械システム工学科	助教授		8 月 30 日～9 月 2 日
谷 泰寛	九州大学 大学院工学研究院 航空宇宙工学部門	講師		8 月 22 日～8 月 24 日
湊 亮二郎	室蘭工業大学 機械システム工学科	助手	試験従事責任者	8 月 22 日～8 月 30 日
木村 博幸	室蘭工業大学 大学院工学研究科 生産情報システム工学専攻	博士課程 1 年		8 月 22 日～9 月 2 日
羽田 尚太	室蘭工業大学 大学院工学研究科 機械システム工学専攻	修士課程 1 年		8 月 22 日～8 月 26 日
岩崎 裕之	大阪府立大学 大学院工学研究科 航空宇宙海洋系専攻	修士課程 1 年		8 月 22 日～9 月 2 日
工藤 摩耶	室蘭工業大学 工学部 機械システム工学科	工学部 4 年		8 月 24 日～8 月 26 日
楠亀 卓哉	大阪府立大学 工学部 航空宇宙工学科	工学部 4 年		8 月 29 日～9 月 2 日

表 2 宇宙科学研究本部内共同研究者，および風洞試験設備利用補佐者

氏名	所属	職名	備考
本郷 素行	宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部	技官	本部内共同研究者
入門 朋子	宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部	技官	試験設備利用補佐
廣谷 智成	宇宙航空研究開発機構		試験設備利用補佐
佐藤 清	宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部	技官	試験設備利用補佐
丸 祐介	東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻	博士課程 3 年	試験設備利用補佐
小島 孝之	宇宙航空研究開発機構		試験設備利用補佐

2. 試験設備・試験機器等

2.1. 試験装置

本試験では，宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部（JAXA/ISAS）の高速気流総合実験設備 [2]（図 1）内に設置されている遷音速風洞試験装置（図 2(a)）と超音速風洞試験装置（図 2(b)）を使用した．当設備の主な仕様[3]を表 3 に示す．両風洞試験装置は共に間欠吹き出し式風洞であり，前者の試験マッハ数は 0.3～1.3，後者の試験マッハ数は 1.5～4.0 である．いずれも最大通風計測時間は 30 秒以上，測定室の寸法は 600 mm×600 mm（矩形）である．

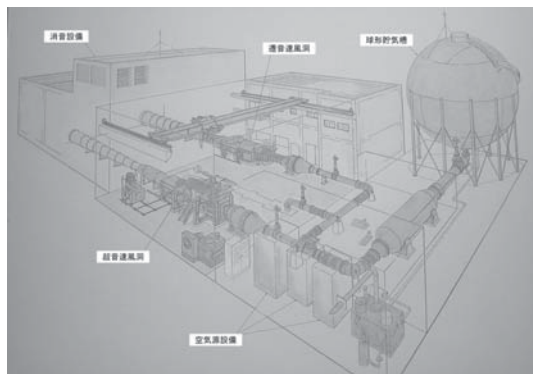
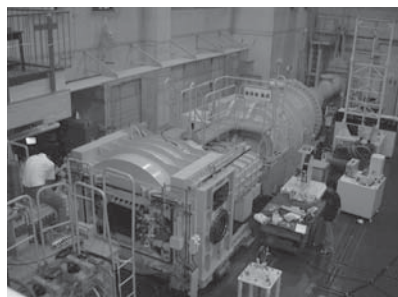


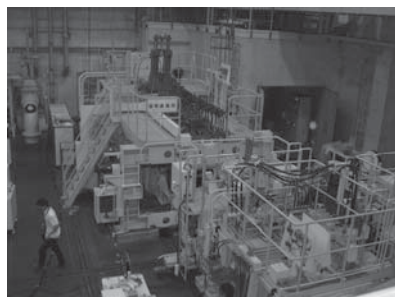
図 1 JAXA 宇宙科学研究本部 高速気流総合実験設備の全体図．

表 3 JAXA 宇宙科学研究本部 高速気流総合実験設備の主な仕様[2], [3].

装置の名称	遷音速風洞試験装置	超音速風洞試験装置
風洞形式	間欠吹き下し型	間欠吹き下し型 (エジェクタ排気式)
測定部寸法	幅 600 mm × 高さ 600 mm	幅 600 mm × 高さ 600 mm
マッハ数範囲	0.3 ～ 1.3	1.5 ～ 4.0
計測時間	30 秒以上	30 秒以上
空気源設備	・空気圧縮機出口圧力: 11 kg/cm ² G ・貯気槽圧力: 9.5 kg/cm ² G ・貯気槽容積: 1,767m ³	
変角範囲	迎角, 横滑り角 ±15 deg.以内	迎角, 横滑り角 ±15 deg.以内
特徴	1. 模型変角に対して一定マッハ数制御 2. 模型一定姿勢角に対してマッハ数スイープ可能	エジェクタ併用により 低圧始動可能



(a) 遷音速風洞試験装置



(b) 超音速風洞試験装置



(c) 風洞試験装置の中央制御盤

図 2 JAXA 宇宙科学研究本部 高速気流総合実験設備．

2.2. 供試体模型

本風洞試験の実施にあたり，上述の 2 つの機体の風洞試験用供試体模型を製作した．それらの詳細を以下に示す．対象とする小型超音速無人飛行機の機体形状，および設計コンセプトについては，参考文献[4], [5]を参照されたい．

(1) K 型機体模型(可変後退角翼式)

K 型機体の風洞試験用供試体模型の概観を図 3 に示す．同図(a)は主翼前縁後退角が 30 deg.となる亜音速飛行形態 (KL 形態)，同図(b)は同後退角が 50 deg.となる超音速飛行形態 (KH 形態)，同図(c)はそれらを分解した時の写真である．この機体模型のスケールは 1/10 である（その諸元については表 4 を参照）．この機体模型には空気流路穴を設けた模擬エンジンを搭載しており，可変後退角翼の模擬方法としては後退角が異なる 2 種類の主翼を付け換える方法をとった．この機体模型の可変パラメータとしては，上述の主翼後退角 (30, 50 deg.)，カナードの舵角 (0, 5 deg.)，ならびに模擬エンジンの流路閉塞率 (0, 50, 100 %) を設けた．この機体模型の材料としては，胴体部とエンジン部にアルミニウム材料を，翼に真鍮材料を採用した．

(2) M 型機体模型(固定後退角翼式)

M 型機体の風洞試験用供試体模型の概観を図 4 に示す．この機体模型のスケールは 1/7.8 である（その諸元については表 4 を参照）．この機体模型については，機体の構造上の制約から模擬エン



図 3 K 型機体 (可変後退角翼式機体) の供試体模型 (スケール 1/10)．

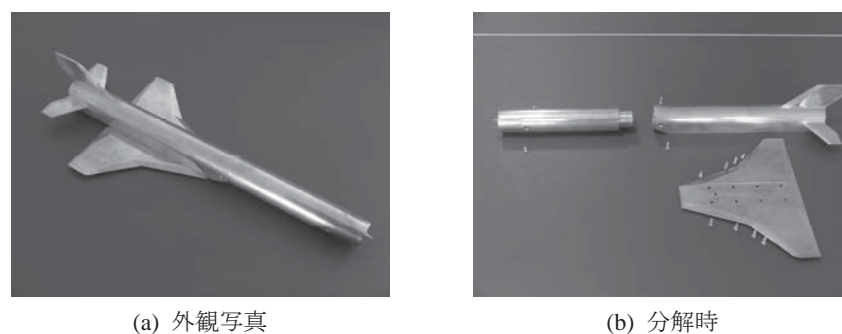


図 4 M 型機体 (固定後退角翼式機体) の供試体模型 (スケール 1/7.8)．

表 4 風洞試験用供試体模型の仕様等一覧.

	K 型機体形状		M 型機体形状
	亜音速飛行形態 (KL)	超音速飛行形態 (KH)	
			
使用天秤	6 分力内装天秤 (No.1, ϕ 25 mm)		6 分力内装天秤 (No.1, ϕ 25 mm)
模型のスケール	1/10		1/7.8
全長, m	0.350 (3.5)	0.350 (3.5)	0.385 (3.0)
胴体径, m	0.036 (0.36)	0.036 (0.36)	0.032 (0.25)
翼幅, m	0.284 (2.84)	0.219 (2.19)	0.171 (1.33)
高さ(離着陸装置を除く), m	0.108 (1.08)	0.108 (1.08)	0.075 (0.583)
空力平均翼弦 (MAC), m	0.065 (0.65)	0.071 (0.71)	0.117 (0.909)
空力中心位置(胴体先端基準), %	85.9	84.0	64.4
天秤のモーメントセンタ位置(胴体先端基準), %	77.4	77.4	75.9
翼面積, m ²	0.0141 (1.41)	0.0133 (1.33)	0.0160 (0.972)
主翼前縁後退角, deg.	30	50	45, 70 (ストレイク部)
主翼アスペクト比	4.37	3.08	1.46
模擬エンジンの有無	あり		なし
可変パラメータ	<ul style="list-style-type: none"> ・主翼前縁後退角 (30, 50 deg.) ・カナード舵角 (0, 5 deg.) ・模擬エンジンの流路閉塞率 (0, 50, 100 %) 		なし
使用材料	<ul style="list-style-type: none"> ・胴体, エンジン: アルミニウム材料 ・主翼, カナード翼, 垂直尾翼: 真鍮材料 		・全て真鍮材料
設計者	九州大学, 室蘭工業大学		室蘭工業大学
製作者	アジア模型株式会社 〒811-2207 福岡県粕屋郡志免町大字南里 124-1		有限会社馬場機械製作所 〒050-0074 室蘭市中島町 4-17-9

※上表中諸元の括弧内の数値は実機の諸元.

ジン（空気流路穴）を設けることが困難であるため、エンジン部を閉塞状態とした。また、今回の試験では特に模型の可変パラメータを設けていない。尚、この機体模型の材料は全て真鍮材料とした。

3. 試験方法と試験項目

本風洞試験では、上述の K 型機体模型と M 型機体模型を供試体として、それらに作用する空気力を測定した。空気力の測定には ϕ 25 mm の 6 分力内装天秤（図 6）を使用し、今回の試験では特に遷音速域と超音速域の空気力データを重点的に取得した。測定項目としては、機体模型に作用する空気力（6 分力，図 7 参照），測定室の空気の状態量（全温，全圧，静圧），機体模型の姿勢角（迎角，ヨー角，バンク角），機体模型のベース部の圧力（4 点）を設けた（表 2）。

本風洞試験における通風条件を表 6～表 8 に示す。表 6 と表 7 は K 型機体模型を用いた試験の通風条件，表 8 は M 型機体模型を用いた試験の通風条件である。測定室の全圧 P_t は 2.0 atm（一部条件で 1.5 atm）とした。K 型機体模型を用いた通風試験のマッハ数は亜音速飛行形態で 0.3～1.3，超音速飛行形態で 0.7～1.9 とし，M 型機体模型については 0.3～1.9 とした。両機体模型に関して，亜音速域の通風試験における迎角範囲は -2～10 deg. 程度，遷音速域／超音速域の通風試験における迎角範囲は -2～6 deg. 程度とした。横力特性試験におけるヨー角範囲は 0～3 deg. とした。また，全試験を通してシュリーレン映像を撮影し，一部通風条件の下で供試体模型表面の流れ模様を観察するためのオイルフロー試験を実施した。

K 型機体模型に関しては，カナードの舵角と模擬エンジンの流路閉塞率をパラメータとして，

それらの効果を調べるための通風試験も実施した（表 6、表 7 を参照）。同機体模型の超音速飛行形態に関しては、エンジン抵抗と胴体-エンジン干渉抵抗の和を把握するために、一部通風条件の下で、エンジンを取り外した状態での空気力測定試験も実施した。

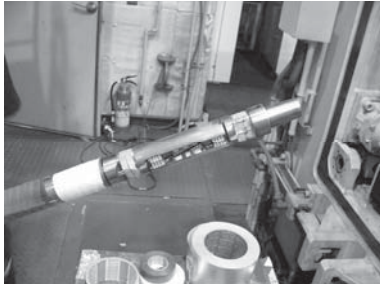


図 5 6 分力内装天秤;機体模型の内部に固定。

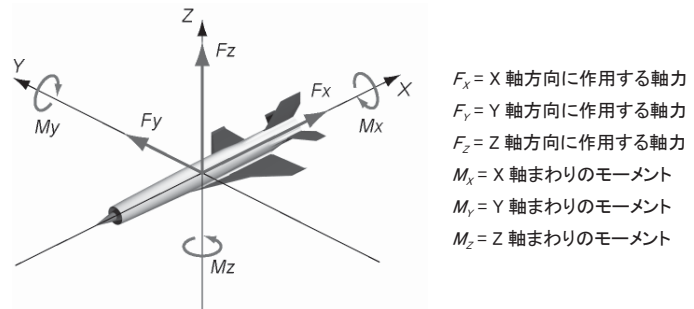


図 6 機体模型に作用する 6 分力（内装天秤に作用する軸力）。

表 5 風洞試験における測定項目

空気力 (6 分力) (図 7 参照)	軸力 F_x , kg 軸力 F_y , kg 軸力 F_z , kg モーメント M_x , kgm モーメント M_y , kgm モーメント M_z , kgm
空気の状態量	測定室の全温 T_t , K 測定室の全圧 P_t , kPa 測定室の静圧 P_s , kPa
模型の姿勢角	迎角 α , deg. ヨー角 β , deg. ロール角 γ , deg.
機体模型のベース圧力	ベース圧力 1 P_{b1} , kPa ベース圧力 2 P_{b2} , kPa ベース圧力 3 P_{b3} , kPa ベース圧力 4 P_{b4} , kPa

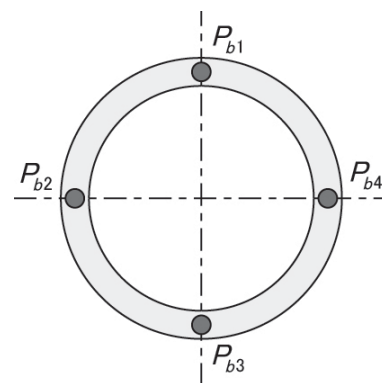
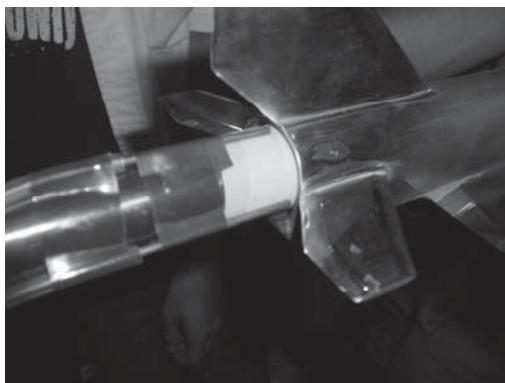


図 7 機体模型のベース圧力測定位置（後方視点）。

表 6 風洞試験にける通風条件一覧 1 (K 型機体模型, 亜音速飛行形態 (KL 形態))

K 型機体模型, 亜音速飛行形態 (KL 形態) 模型スケール 1/10									
試験マッハ数	迎角 deg.	ヨー角 deg.	カナード舵角 deg.	模擬エンジン流路面積 %	マッハ数遷移試験	オイルフロ一試験	シュリーレン撮影	測定室全圧 atm	使用風洞
0.3	-2~10	0~3	0	100	-	-	○	1.5, 2.0	遷音速風洞
0.5	-	-	-	-	-	-	-	-	遷音速風洞
0.7	-2~8	0~3	0, 5	100, 50, 0	-	○	○	2.0	遷音速風洞
0.8	-	-	-	-	-	-	-	-	遷音速風洞
0.9	-2~8	0~3	0	100	○	-	○	2.0	遷音速風洞
1.0	-	-	-	-	○	-	○	-	遷音速風洞
1.1	-2~6	0~3	0	100	○	-	○	2.0	遷音速風洞
1.2	-	-	-	-	○	-	○	-	遷音速風洞
1.3	-2~6	0~3	0	100	○	-	○	2.0	遷音速風洞
1.5	-	-	-	-	-	-	-	-	超音速風洞
1.7	-	-	-	-	-	-	-	-	超音速風洞
1.9	-	-	-	-	-	-	-	-	超音速風洞

表 7 風洞試験における通風条件一覧 2 (K 型機体模型, 超音速飛行形態 (KH 形態))

K 型機体模型, 超音速飛行形態 (KH 形態) 模型スケール 1/10									
試験マッハ数	迎角 deg.	ヨー角 deg.	カナード舵角 deg.	模擬エンジン流路面積 %	マッハ数遷移試験	オイルフロ一試験	シュリーレン撮影	測定室全圧 atm	使用風洞
0.3	-	-	-	-	-	-	-	-	遷音速風洞
0.5	-	-	-	-	-	-	-	-	遷音速風洞
0.7	-2~8	0~3	0, 5	100, 50, 0, #	-	○	○	1.5, 2.0	遷音速風洞
0.8	-	-	-	-	-	-	-	-	遷音速風洞
0.9	-2~8	0~3	0	100	○	-	○	1.5	遷音速風洞
1.0	-	-	-	-	○	-	○	-	遷音速風洞
1.1	-2~6	0~3	0	100, 50, 0	○	-	○	1.5	遷音速風洞
1.2	-	-	-	-	○	-	○	-	遷音速風洞
1.3	-2~6	0~3	0, 5	100, #	○	-	○	1.5, 2.0	遷音速風洞
1.5	-2~6	0~3	-	100, 50, 0	-	○	○	2.0	超音速風洞
1.7	-2~6	0~3	0, 5	100	-	-	○	2.0	超音速風洞
1.9	-2~6	0~3	-	100	-	-	○	2.0	超音速風洞

= エンジンなし.

表 8 風洞試験における通風条件一覧 3 (M 型機体模型)

M 型機体模型 模型スケール 1/7.8									
試験マッハ数	迎角 deg.	ヨー角 deg.	-	模擬エンジン流路面積 %	マッハ数遷移試験	オイルフロ一試験	シュリーレン撮影	測定室全圧 atm	使用風洞
0.3	-2~10	0	-	0	-	-	○	2.0	遷音速風洞
0.5	-2~6	0	-	0	-	-	○	2.0	遷音速風洞
0.7	-2~6	0	-	0	-	○	○	2.0	遷音速風洞
0.8	-2~6	0	-	0	-	-	○	2.0	遷音速風洞
0.9	-2~6	0	-	0	○	-	○	2.0	遷音速風洞
1.0	-2~4	0	-	0	○	-	○	2.0	遷音速風洞
1.1	-2~4	0	-	0	○	-	○	2.0	遷音速風洞
1.2	-2~4	0	-	0	○	-	○	2.0	遷音速風洞
1.3	-2~4	0	-	0	○	-	○	2.0	遷音速風洞
1.5	-2~4	0~3	-	0	-	○	○	2.0	超音速風洞
1.7	-2~4	0	-	0	-	-	○	2.0	超音速風洞
1.9	-2~4	0	-	0	-	-	○	2.0	超音速風洞

4. 試験実施結果

本風洞試験における通風試験の回数と作業記録等を表9に、その通風試験の詳細を表10に示す。

表9 風洞試験の作業記録一覧。

試験日	通風回数				主な作業	備考
	テスト 通風	空力測 定試験	オイルフ ロー試験	計		
8/22	3	2	0	5	・ミーティング(利用者+ISASの風洞管理担当技官). ・風洞天秤の較正(ISASによる). ・シュリーレン光学系の設定・調整(ISASによる). ・圧力計測系の設定. ・風洞天秤の取り付け. ・模型の取り付け, ゼロ姿勢角調整, ネジ穴のパテ埋め等. ・通風試験(空力計測). ・取得データの解析. ・設備内の後片付け・清掃.	・K型機体模型用に製作した天秤 固定用キーの長さに設計ミスがあ った[5]. →キーの長さを加工・修正.
8/23	1	9	0	10	・シュリーレン光学系の調整. ・風洞天秤の取り付け. ・模型の取り付け, ゼロ姿勢角調整, ネジ穴のパテ埋め等. ・通風試験(空力計測). ・取得データの解析. ・設備内の後片付け・清掃.	
8/24	0	10	0	10	・シュリーレン光学系の調整. ・風洞天秤の取り付け. ・模型の取り付け, ゼロ姿勢角調整, ネジ穴のパテ埋め等. ・通風試験(空力計測). ・取得データの解析. ・設備内の後片付け・清掃.	
8/25	0	11	0	11	・シュリーレン光学系の調整. ・風洞天秤の取り付け. ・模型の取り付け, ゼロ姿勢角調整, ネジ穴のパテ埋め等. ・通風試験(空力計測). ・取得データの解析. ・設備内の後片付け・清掃.	
8/26	2	7	0	9	・シュリーレン光学系の調整. ・風洞天秤の取り付け. ・供模型の取り付け, ゼロ姿勢角調整, ネジ穴のパテ埋め等. ・通風試験(空力計測). ・取得データの解析. ・設備内の後片付け・清掃.	
8/29	0	2	0	2	・シュリーレン光学系の調整. ・風洞天秤の取り付け. ・模型の取り付け, ゼロ姿勢角調整, ネジ穴のパテ埋め等. ・通風試験(空力計測). ・データ解析. ・設備内の後片付け・清掃.	・M型機体模型の天秤・コレット用 インターフェイス部に加工ミスがあ った[5]. →インターフェイス部の内径を加 工・修正
8/30	1	4	0	5	・シュリーレン光学系の調整. ・風洞天秤の取り付け. ・模型の取り付け, ゼロ姿勢角調整, ネジ穴のパテ埋め等. ・通風試験(空力計測). ・データ解析. ・設備内の後片付け・清掃.	・M型機体模型の初回通風後に垂 直尾翼が破損, 垂直尾翼部のろう 付けミスが原因と判明[5]. 以降, 垂直尾翼がない状態で通風試験を 実施.
8/31	1	9	0	10	・シュリーレン光学系の調整. ・風洞天秤の取り付け. ・模型の取り付け, ゼロ姿勢角調整, ネジ穴のパテ埋め等. ・通風試験(空力計測). ・データ解析. ・設備内の後片付け・清掃.	
9/1	0	5	1	6	・シュリーレン光学系の調整. ・風洞天秤の取り付け. ・模型の取り付け, ゼロ姿勢角調整, ネジ穴のパテ埋め等. ・通風試験(空力計測, オイルフロー試験). ・オイルフローパターンの写真撮影. ・データ解析. ・設備内の後片付け・清掃.	
9/2	0	0	4	4	・シュリーレン光学系の調整. ・風洞天秤の取り付け. ・模型の取り付け, ゼロ姿勢角調整, ネジ穴のパテ埋め等. ・通風試験(オイルフロー試験). ・オイルフローパターンの写真撮影. ・データ解析. ・設備内の後片付け・清掃.	
総計	8	59	5	72		

表 10 風洞試験の通風作業記録の詳細.

No.	通風番号	日時	開始時刻	使用風洞	使用模型	試験の種類	マッハ数	迎角範囲 deg.	ヨー角範囲 deg.	カナード舵角 deg.	測定室全圧 atm	備考
1	01-KL-TS	8/22	13:40	遷音速風洞	K型(KL)	テストブロー	0.3	0~2 (1)	0	0	1.5	
2	02-KL-TS	8/22	14:16	遷音速風洞	K型(KL)	空力測定試験(ピッチ方向)	0.3	-2~10 (1)	0	0	1.5	
3	03-KL-TS	8/22	15:00	遷音速風洞	K型(KL)	テストブロー	0.3	0	0~1 (1)	0	1.5	
4	04-KL-TS	8/22	15:44	遷音速風洞	K型(KL)	空力測定試験(ヨー方向)	0.3	0	0~3 (1)	0	1.5	
5	05-KH-TS	8/22	17:12	遷音速風洞	K型(KH)	テストブロー	0.7	0~2 (1)	0	0	1.5	
6	06-KH-TS	8/23	09:57	遷音速風洞	K型(KH)	空力測定試験(ピッチ方向)	0.7	-2~8 (1)	0	0	1.5	
7	07-KH-TS	8/23	10:46	遷音速風洞	K型(KH)	空力測定試験(ピッチ方向)	0.9	-2~8 (1)	0	0	1.5	
8	08-KH-TS	8/23	11:20	遷音速風洞	K型(KH)	空力測定試験(ピッチ方向)	1.1	-2~6 (1)	0	0	1.5	
9	09-KH-TS	8/23	11:46	遷音速風洞	K型(KH)	空力測定試験(ピッチ方向)	1.3	-2~6 (1)	0	0	1.5	
10	10-KH-TS	8/23	14:28	遷音速風洞	K型(KH)	テストブロー	0.7	0	0~1 (1)	0	1.5	
11	11-KH-TS	8/23	14:55	遷音速風洞	K型(KH)	空力測定試験(ヨー方向)	0.7	0	0~3 (1)	0	1.5	
12	12-KH-TS	8/23	15:22	遷音速風洞	K型(KH)	空力測定試験(ヨー方向)	0.9	0	0~3 (1)	0	1.5	
13	13-KH-TS	8/23	15:47	遷音速風洞	K型(KH)	空力測定試験(ヨー方向)	1.1	0	0~3 (1)	0	1.5	
14	14-KH-TS	8/23	16:22	遷音速風洞	K型(KH)	空力測定試験(ヨー方向)	1.3	0	0~3 (1)	0	1.5	
15	06-KH-TS-A	8/23	17:00	遷音速風洞	K型(KH)	空力測定試験(ピッチ方向)	0.7	-2~8 (1)	0	0	2.0	No.6 の再試験(全圧を変更)
16	EX01-KH-TS	8/24	09:37	遷音速風洞	K型(KH)	エンジン抵抗評価試験(エンジンなし)	0.7	-1~3 (1)	0	0	2.0	
17	EX02-KH-TS	8/24	10:25	遷音速風洞	K型(KH)	エンジン抵抗評価試験(エンジンなし)	1.3	-1~6 (1)	0	0	2.0	
18	15-KH-TS	8/24	11:15	遷音速風洞	K型(KH)	エンジン抵抗評価試験(流路半開)	0.7	-1~4 (1)	0	0	2.0	
19	16-KH-TS	8/24	11:42	遷音速風洞	K型(KH)	エンジン抵抗評価試験(流路半開)	1.1	-1~4 (1)	0	0	2.0	
20	17-KH-TS	8/24	13:30	遷音速風洞	K型(KH)	エンジン抵抗評価試験(流路全開)	1.1	-1~4 (1)	0	0	2.0	
21	18-KH-TS	8/24	13:57	遷音速風洞	K型(KH)	エンジン抵抗評価試験(流路全開)	0.7	-1~4 (1)	0	0	2.0	
22	09-KH-TS-A	8/24	14:38	遷音速風洞	K型(KH)	空力測定試験(ピッチ方向)	1.3	-2~6 (1)	0	0	2.0	No.9 の再試験(全圧を変更)
23	19-KH-TS	8/24	15:53	遷音速風洞	K型(KH)	カナード舵角特性評価試験	0.7	-2~8 (1)	0	+5	2.0	
24	20-KH-TS	8/24	16:42	遷音速風洞	K型(KH)	カナード舵角特性評価試験	1.3	-2~6 (1)	0	+5	2.0	
25	02-KL-TS-A	8/24	17:32	遷音速風洞	K型(KL)	空力測定試験(ピッチ方向)	0.3	-2~10 (1)	0	0	2.0	No.2 の再試験(全圧を変更)
26	22-KL-TS	8/25	09:45	遷音速風洞	K型(KL)	空力測定試験(ピッチ方向)	0.7	-2~8 (1)	0	0	2.0	
27	23-KL-TS	8/25	10:20	遷音速風洞	K型(KL)	空力測定試験(ピッチ方向)	0.9	-2~8 (1)	0	0	2.0	
28	24-KL-TS	8/25	11:17	遷音速風洞	K型(KL)	空力測定試験(ピッチ方向)	1.1	-2~6 (1)	0	0	2.0	
29	25-KL-TS	8/25	11:58	遷音速風洞	K型(KL)	空力測定試験(ピッチ方向)	1.3	-2~6 (1)	0	0	2.0	
30	26-KL-TS	8/25	13:48	遷音速風洞	K型(KL)	空力測定試験(ヨー方向)	0.7	0	0~3 (1)	0	2.0	
31	27-KL-TS	8/25	14:07	遷音速風洞	K型(KL)	空力測定試験(ヨー方向)	0.9	0	0~3 (1)	0	2.0	
32	28-KL-TS	8/25	14:55	遷音速風洞	K型(KL)	空力測定試験(ヨー方向)	1.1	0	0~3 (1)	0	2.0	
33	29-KL-TS	8/25	15:37	遷音速風洞	K型(KL)	空力測定試験(ヨー方向)	1.3	0	0~3 (1)	0	2.0	
34	30-KL-TS	8/25	16:48	遷音速風洞	K型(KL)	エンジン抵抗評価試験(流路半開)	0.7	-1~4 (1)	0	0	2.0	
35	31-KL-TS	8/25	17:15	遷音速風洞	K型(KL)	エンジン抵抗評価試験(流路全開)	0.7	-1~4 (1)	0	0	2.0	
36	32-KL-TS	8/25	18:10	遷音速風洞	K型(KL)	カナード舵角特性評価試験	0.7	-2~8 (1)	0	+5	2.0	
37	34-KH-SS	8/26	10:59	超音速風洞	K型(KH)	テストブロー	1.9	0~2 (1)	0	0	2.0	
38	34-KH-SS	8/26	11:37	超音速風洞	K型(KH)	空力測定試験(ピッチ方向)	1.9	-2~6 (1)	0	0	2.0	
39	36-KH-SS	8/26	12:20	超音速風洞	K型(KH)	テストブロー	1.9	0	0~1 (1)	0	2.0	
40	37-KH-SS	8/26	13:40	超音速風洞	K型(KH)	空力測定試験(ヨー方向)	1.9	0	0~3 (1)	0	2.0	
41	39-KH-SS	8/26	14:42	超音速風洞	K型(KH)	空力測定試験(ヨー方向)	1.7	0	0~3 (1)	0	2.0	
42	38-KH-SS	8/26	15:15	超音速風洞	K型(KH)	空力測定試験(ピッチ方向)	1.7	-2~6 (1)	0	0	2.0	
43	40-KH-SS	8/26	15:50	超音速風洞	K型(KH)	カナード舵角特性評価試験	1.7	-2~6 (1)	0	+5	2.0	
44	41-KH-SS	8/26	16:30	超音速風洞	K型(KH)	空力測定試験(ピッチ方向)	1.5	-2~6 (1)	0	0	2.0	
45	43-KH-SS	8/26	17:05	超音速風洞	K型(KH)	エンジン抵抗評価試験(流路半開)	1.5	-1~4 (1)	0	0	2.0	
46	44-KH-SS	8/29	09:50	超音速風洞	K型(KH)	エンジン抵抗評価試験(流路全開)	1.5	-1~4 (1)	0	NA	2.0	
47	42-KH-SS	8/29	10:45	超音速風洞	K型(KH)	空力測定試験(ヨー方向)	1.5	0	0~3 (1)	NA	2.0	
48	15-M-SS	8/30	12:00	超音速風洞	M型	テストブロー	1.9	0~2 (1)	0	NA	2.0	垂直尾翼が破損
49	16-M-SS	8/30	15:05	超音速風洞	M型	空力測定試験(ピッチ方向)	1.9	-2~4 (1)	0	NA	2.0	垂直尾翼なし
50	19-M-SS	8/30	16:01	超音速風洞	M型	空力測定試験(ピッチ方向)	1.7	-2~4 (1)	0	NA	2.0	垂直尾翼なし
51	21-M-SS	8/30	16:44	超音速風洞	M型	空力測定試験(ピッチ方向)	1.5	-2~4 (1)	0	NA	2.0	垂直尾翼なし
52	22-M-SS	8/30	17:20	超音速風洞	M型	空力測定試験(ヨー方向)	1.5	0	0~3 (1)	NA	2.0	垂直尾翼なし
53	01-M-TS	8/31	10:10	遷音速風洞	M型	テストブロー	0.3	0~2 (1)	0	NA	2.0	垂直尾翼なし
54	02-M-TS	8/31	10:42	遷音速風洞	M型	空力測定試験(ピッチ方向)	0.3	-2~10 (1)	0	NA	2.0	垂直尾翼なし
55	06-M-TS	8/31	11:10	遷音速風洞	M型	空力測定試験(ピッチ方向)	0.7	-2~6 (1)	0	NA	2.0	垂直尾翼なし
56	07-M-TS	8/31	11:53	遷音速風洞	M型	空力測定試験(ピッチ方向)	0.9	-2~6 (1)	0	NA	2.0	垂直尾翼なし
57	08-M-TS	8/31	13:16	遷音速風洞	M型	空力測定試験(ピッチ方向)	1.1	-2~4 (1)	0	NA	2.0	垂直尾翼なし
58	09-M-TS	8/31	13:56	遷音速風洞	M型	空力測定試験(ピッチ方向)	1.3	-2~4 (1)	0	NA	2.0	垂直尾翼なし
59	25-M-TS	8/31	14:40	遷音速風洞	M型	空力測定試験(ピッチ方向)	0.8	-2~6 (1)	0	NA	2.0	垂直尾翼なし
60	26-M-TS	8/31	15:37	遷音速風洞	M型	空力測定試験(ピッチ方向)	1.0	-2~4 (1)	0	NA	2.0	垂直尾翼なし
61	27-M-TS	8/31	16:25	遷音速風洞	M型	空力測定試験(ピッチ方向)	1.2	-2~4 (1)	0	NA	2.0	垂直尾翼なし
62	28-M-TS	8/31	17:28	遷音速風洞	M型	空力測定試験(ピッチ方向)	0.5	-2~6 (1)	0	NA	2.0	垂直尾翼なし
63	29-M-TS	9/1	09:59	遷音速風洞	M型	マッハ数遷移試験	1.3~0.9	0	0	NA	2.0	失敗(貯気量不足のため)
64	29-M-TS-A	9/1	10:35	遷音速風洞	M型	マッハ数遷移試験	1.3~0.9	0	0	NA	2.0	失敗(貯気量不足のため)
65	29-M-TS-C	9/1	11:42	遷音速風洞	M型	マッハ数遷移試験	1.3~0.9	0	0	NA	2.0	垂直尾翼なし
66	59-KH-TS	9/1	13:48	遷音速風洞	K型(KH)	マッハ数遷移試験	1.3~0.9	0	0	0	2.0	
67	58-KL-TS	9/1	15:23	遷音速風洞	K型(KL)	マッハ数遷移試験	1.3~0.9	0	0	0	2.0	
68	21-KH-TS	9/1	17:20	遷音速風洞	K型(KH)	オイルフロー試験	0.7	0	0	0	2.0	
69	33-KL-TS	9/2	-	遷音速風洞	K型(KL)	オイルフロー試験	0.7	0	0	0	2.0	
70	24-M-TS	9/2	14:45	遷音速風洞	M型	オイルフロー試験	0.7	0	0	NA	2.0	垂直尾翼なし
71	45-KH-SS	9/2	16:15	超音速風洞	K型(KH)	オイルフロー試験	1.5	0	0	0	2.0	
72	59-M-SS	9/2	17:33	超音速風洞	M型	オイルフロー試験	1.5	0	0	NA	2.0	垂直尾翼なし

※括弧内の数字は姿勢角の刻み幅.

5. まとめ

航空宇宙機システム研究センターが研究開発を進めている小型超音速無人飛行機の第1次機体形状について、それらの風洞試験用機体模型を製作し、JAXA 宇宙科学研究本部の高速気流総合実験設備（遷音速風洞試験装置，超音速風洞試験装置）を利用して空力測定試験を実施した。その結果，それらの機体形状に関する基礎空力特性データを取得することができた。

謝辞

風洞試験用供試体模型の製作にあたっては，アジア模型株式会社様，有限会社馬場機械製作所の馬場義則様と同製作所の従業員の皆様，ならびに，日鋼デザイン株式会社の山田富士夫様，佐々木和之様，室蘭テクノセンターの花岡裕様より，多大なるご協力とご尽力を賜りました。

風洞試験の実施にあたり，宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部（JAXA/ISAS）の高速気流総合実験設備を利用させて頂いた際には，同研究本部の入門朋子様，本郷素行様，廣谷智成様，佐藤清様，丸祐介様，小島孝之様より，多大なるご支援とご助言を賜りました。

ご支援，ご協力を頂きました全ての皆様に，深く感謝の意を表します。

参考文献

- [1] K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, H. Kimura, T. Himeno, H. Kobayashi, T. Kojima, S. Aso, Y. Tani, T. Arai, “Development Plan of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle in Cooperation between Universities”, 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-g-20, June 4-11, 2006, Kanazawa, Japan.
- [2] <http://www.isas.jaxa.jp/home/wtlab/>, 高速気流総合実験設備ホームページ，宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部。
- [3] “高速気流総合実験設備操作マニュアル（1998年度版）”，文部省宇宙科学研究所（現宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部）風洞委員会，1998。
- [4] 木村博幸，羽田尚太，工藤摩耶，溝端一秀，湊亮二郎，棚次亘弘，“小型超音速無人飛行機の空力特性に関する研究－研究成果報告”，室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 2005 年度年次研究報告書，2006。
- [5] 木村博幸，羽田尚太，工藤摩耶，溝端一秀，湊亮二郎，棚次亘弘，“小型超音速無人飛行機の風洞試験用供試体模型の設計製作－製作報告”，室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 2005 年度年次研究報告書，2006。

本風洞試験に関する発表論文等

- [1] 溝端一秀，湊亮二郎，棚次亘弘，木村博幸，姫野武洋，小林弘明，小島孝之，麻生茂，谷泰寛，新井隆景，“大学連携による小型超音速無人飛行機の開発構想”，第49回宇宙科学技術連合講演会，3E05，広島，2005年11月。
- [2] 谷泰寛，麻生茂，溝端一秀，湊亮二郎，棚次亘弘，木村博幸，羽田尚太，本郷素行，“小型超音速無人飛行機の機体空力設計と風洞試験”，第49回宇宙科学技術連合講演会，3E07，広島，2005年11月。
- [3] 木村博幸，羽田尚太，溝端一秀，湊亮二郎，棚次亘弘，“小型超音速無人飛行機の飛行経路解析”，第49回宇宙科学技術連合講演会，3E08，広島，2005年11月。
- [4] 木村博幸，“小型超音速無人機の空力特性に関する研究－JAXA/ISAS 風洞試験設備を利用した空力特性データの取得と解析”，日本機械学会北海道支部 2005 年度第2回流体工学研究会，札幌，2006年1月。（発表のみ）
- [5] 湊亮二郎，溝端一秀，棚次亘弘，木村博幸，“室蘭工大における小型超音速無人飛行機の開発状況”，日本

- 航空宇宙学会空気力学部門 第2回サイレント超音速機研究会，東京，2006年2月．（発表のみ）
- [6] 木村博幸，羽田尚太，工藤摩耶，湊亮二郎，溝端一秀，棚次亘弘，谷泰寛，麻生茂，岩崎裕之，楠亀拓也，新井隆景，本郷素行，“可変翼機構と模擬エンジンを搭載した小型超音速無人機模型の空力特性の測定”，宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部 高速気流総合実験設備利用成果報告書，2006年3月．
 - [7] 溝端一秀，湊亮二郎，棚次亘弘，木村博幸，姫野武洋，小林弘明，小島孝之，麻生茂，谷泰寛，新井隆景，“大学連携による小型超音速無人飛行機の開発構想”，第3回 HASTIC 学術講演会，札幌，2006年3月．
 - [8] 木村博幸，羽田尚太，溝端一秀，湊亮二郎，棚次亘弘，谷泰寛，麻生茂，入門朋子，本郷素行，“小型超音速無人飛行機の機体空力設計，風洞試験，および飛行性能解析”，第3回 HASTIC 学術講演会，札幌，2006年3月．
 - [9] K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, H. Kimura, T. Himeno, H. Kobayashi, T. Kojima, S. Aso, Y. Tani, T. Arai, “Development Plan of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle in Cooperation between Universities”, 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-g-20, June 4-11, 2006, Kanazawa, Japan.
 - [10] H. Kimura, S. Hada, K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, “Flight Trajectory Analysis of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle”, 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-g-21, June 4-11, 2006, Kanazawa, Japan.
 - [11] K. Mizobata, R. Minato, N. Tanatsugu, H. Kimura, H. Sugiyama, T. Saito, I. Tokura, S. Komazaki, T. Himeno, H. Kobayashi, T. Kojima, S. Aso, Y. Tani, T. Arai, “Development Study on a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle with Jet Propulsion in Cooperation between Universities”, 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, November 6-9, 2006, Canberra, Australia.